



**UNIVERSITI SAINS MALAYSIA**

**Peperiksaan Semester Pertama  
Sidang Akademik 2000/2001**

**September/Oktober 2000**

**ESA 252 – Aerodinamik**

**Masa : [3 Jam]**

---

**ARAHAN KEPADA CALON :**

1. Sila pastikan bahawa kertas peperiksaan ini mengandungi **DUA BELAS (12)** mukasurat bercetak dan **TUJUH (7)** soalan.
2. Jawab **LIMA (5)** soalan.
3. Agihan markah bagi setiap soalan diberikan di sū sebelah kanan.
4. Jawab semua soalan dalam Bahasa Melayu. Mesin kira bukan yang boleh diprogram boleh digunakan.

1. (a) Nyatakan andaian-andaian yang digunakan dalam menganalisa aliran upaya

*Explains the assumptions had been used in the potential flow analysis.*

**(4 Markah/Marks)**

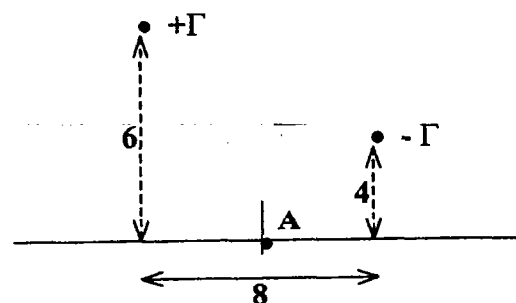
- (b) Permasalahan aliran yang bagaimakah yang dapat menjamin hasil analisa aliran upaya yang hampir dengan hasil ujikaji

*What type of flow problems, which guarantee that the result of potential flow analysis will in close agreement with the experimental results.*

**(4 Markah/Marks)**

- (c) (Terdapat dua vortice mempunyai kekuatan yang sama tetapi berarah pusaran yang berlawanan. Kedua-dua vortice terletak di atas permukaan pepejal seperti yang ditunjukkan dalam Gambarajah 1.1. Kekuatan vortice ialah  $|\Gamma_1| = |\Gamma_2| = 2$  unit kekuatan vortek.)

*There are two vortices which have equal strength but in opposite direction of their circulation. Those two vortices located above a solid surface with their distance to the surface as shown in Fig. 1.1. The strength of vortices is  $|\Gamma_1| = |\Gamma_2| = 2$  unit strength of vortex.*



Gambarajah 1.1 (Figure 1.1)

Nota: Vortek positif adalah arah putaran jam  
Note: Positive vortex is in counter clock wise direction

-3-

- (i) Kirakan halaju upaya kompleks  $F(z)$

*Find the complex potential velocity  $F(z)$*

**(4 Markah/Marks)**

- (ii) Kirakan fungsi aliran di dalam bentuk Koordinat Cartesian  $\Psi(x, y)$

*Find the stream function in coordinate Cartesian representation*

$\Psi(x, y)$

**(4 Markah/Marks)**

- (iii) Jika titik A terletak antara dua vortices sepertimana yang ditunjukkan dalam Gambarajah 1.1, kirakan halaju aliran pada titik itu.

*If point A is located on surface in the mid of those two vortices ( Fig. 1.1) calculate the velocity of flow stream at that point.*

**(4 Markah/Marks)**

-4-

2. (a) Diberikan sebuah airfoil semetri dari jelmaan Joukowsky. Pengagghian ketebalan airfoil tersebut diberi sebagai

*Given a symmetrical airfoil resulting from the Joukowsky transformation. The thickness distribution of this airfoil is given by :*

$$\frac{y_t(\bar{x})}{\ell} = \pm 0.385 \bar{t} \left( 1 - 2\bar{x} \right) \sqrt{1 - (2\bar{x})} ; 0 \leq \bar{x} \leq 1$$

iaitu where :

$\ell$  : Perentas airfoil (airfoil chord)

$\bar{x} : \frac{x}{\ell}$

$\bar{t} : \frac{t}{\ell}$  ;  $t$  : Ketebalan maksimum (airfoil maximum thickness)

Jika ketebalan maksimum airfoil dalam kes ini  $\bar{t}$  ialah 12 % dan sudut serangan pada halaju aliran bebas mendatang ialah  $\alpha = 3^\circ$  dan panjang perentas airfoil ialah  $\ell = 2$  unit panjang, Kirakan:

*If in this case the maximum airfoil thickness  $\bar{t}$  is 12 % and the angle of attack of in the incoming free stream velocity  $\alpha = 3^\circ$  and chord airfoil length  $\ell = 2$  units length. Find:*

- (i) Nilai pemalar jelmaan Joukoswky  $c$

*The constant value of transformation Joukoswky  $c$*

(2 markah/marks)

- (ii) Garispusat dan kedudukan tengah bulatan yang diperlukan pada satah  $z$

*The radius and the location of center of the required circle in  $z$ -plane*

(2 markah/marks)

- (iii) Halaju upaya kompleks  $F(\zeta)$  di atas airfoil

*The Potential complex velocity  $F(\zeta)$  over the airfoil.*

(4 markah/marks)

...5/

-5-

- (iv) Jika titik P terletak pada bulatan di satah  $z$ , dengan kedudukan  $\theta = 15^\circ$ . Manakala  $P'$  ialah titik di airfoil yang menuruti titik P pada bulatan. Cari Koordinat  $P'((\xi_p, \eta_p))$  dan pengkali tekanan  $C_p$  pada titik tersebut.

*If point P is a point on the circle in z-plane with its position located at  $\theta = 15^\circ$ . If  $P'$  is the point in the airfoil which correspond with the point P in the circle. Find the coordinate of  $P'((\xi_p, \eta_p))$  and the pressure coefficient  $C_p$  at that point.*

(4 markah/marks)

- (b) Sebuah elip dengan paksi utama  $a = 4$  unit dan paksi minor  $b = 3$  unit diletakkan dalam aliran pada sudut serangan  $\alpha = 4^\circ$ . Jika profil ini dianalisa menggunakan jelmaan Joukowski, Cari :

*Given an ellipse with major axis  $a = 4$  unit and minor axis  $b = 3$  unit. is placed in uniform flow with angle of attack  $\alpha = 4^\circ$ . If this profile can be analyzed by using transformation Joukowski Find :*

- (i) Garispusat dan koordinat untuk bulatan pada satah  $z$  yang diperlukan.

*The radius and the coordinate of required circle in z-plane.*

(2 markah/marks)

- (ii) Halaju upaya komplek  $F(\zeta)$  di sekitar elip

*The complex potential velocity  $F(\zeta)$  around ellipse*

(2 markah/marks)

- (iii) Halaju maksimum di atas elip dan koordinat pada di mana halaju maksimum terjadi

*The maximum velocity on the ellipse and the coordinate of ellipse, which the maximum velocity is occurred.*

(4 markah/marks)

-6-

3. (a) Terangkan maksud digit utama untuk siri airfoil Naca: Naca 4412 dan Naca 65<sub>3</sub>-214

*Explain the main of digit for the following Naca series airfoil : Naca 4412 and Naca 65<sub>3</sub>-214*

**(4 markah/marks)**

- (b) Terangkan asas mengenai teori airfoil nipis

*Explain the basic idea of thin airfoil theory.*

**(4 markah/marks)**

- (c) Diberikan sebuah airfoil siri Naca yang mempunyai pengagihan kember  $y_c(x)$  seperti persamaan-persamaan berikut:

*Given a Naca series which has camber distribution  $y_c(x)$  is given by the equations as :*

$$y_c(x) = 0.125 [0.8x - x^2] \quad 0 \leq x \leq x_{y_{cmax}} \\ = 0.0555 [0.2 + 0.8x - x^2] ; \quad x_{y_{cmax}} \leq x \leq 1.0$$

- (i) Cari kedudukan maksimum kember di atas airfoil tersebut

*Find the position and maximum camber for above airfoil*

**(4 markah/marks)**

- (ii) Jika sudut serangan ialah  $\alpha = 2^\circ$ , cari pengkali angkat  $c_l$  dan pengkali momen pada  $\frac{1}{4}$  perentas  $c_{m-0.25c}$

*If the angle of attack  $\alpha = 2^\circ$ , find the lift coefficient  $c_l$  and the moment coefficient at  $\frac{1}{4}$  chord  $c_{m-0.25c}$*

**(4 markah/marks)**

- (iii) Adakah sebuah airfoil siri Naca 2410, mempunyai ciri-ciri aerodinamik seperti  $[ (c_l, c_d, c_m) \text{ vs. } \alpha ]$  yang sama seperti mana airfoil sebelum ini, terangkan mengapa?

*If there is other Naca series airfoil that is Naca 2410, do you think that airfoil would has the same aerodynamic characteristic  $[ (c_l, c_d, c_m) \text{ vs. } \alpha ]$  as previous airfoil ?. (explained it )*

**(4 markah/marks)**

4. (a) Terangkan ide asas tentang Kaedah Panel

*Describe a basic idea of the Panel Method.*

**(2 markah/marks)**

- (b) Bagaimanakah cara penggunaan panel pada kes aliran di sekitar airfoil untuk mendapatkan hasil yang tepat.

*How the paneling should be applied for the ease of flow around airfoil if one expected to get an accurate result.*

**(2 markah/marks)**

- (c) Terangkan bagaimana untuk menggunakan keadaan Kutta untuk sudut terhingga pada hujung belakang dan pada sudut sifar hujung belakang

*Explain how to apply a Kutta condition for a finite angle of trailing Edge and other for zero trailing edge angle*

**(4 markah/marks)**

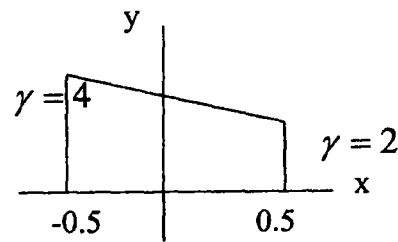
- (d) Diberikan pengagihan vortek pada satu segmen dengan kekuatan vortek yang seragam secara linear. Kekuatan vortek dan kekuatannya pada segmen ditunjukkan dalam Gambarajah Fig. 4.1. Jika titik P terletak pada koordinat (4,4), kirakan halaju teraruh pada komponen x dan y pada titik tersebut.

*Given a distributed a vortex over a segment with the strength of vortex varied linearly. The strength and the location of segment of the vortex as shown in Fig. 4.1 below. If a point P is located at coordinate (4,4) find the induced velocity in x and y component at that point.*

**(6 markah/marks)**

-8-

• P(4,4)

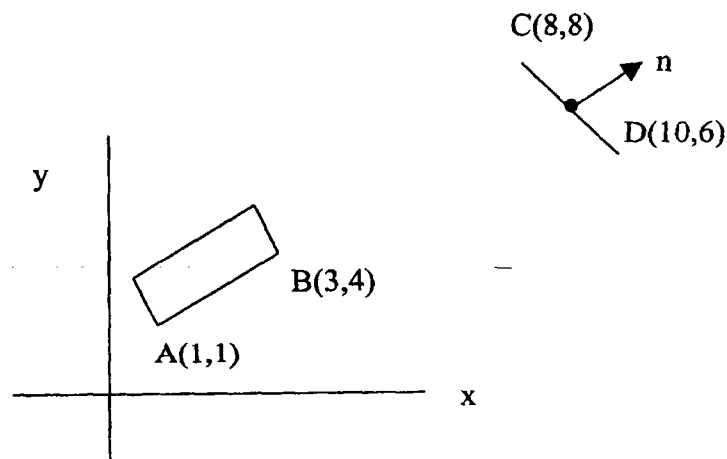


Gambarajah 4.1 (Figure 4.1)

- (e) Kaedah Panel yang lain menggunakan satu punca sebagai ketungalan yang teragih sepanjang segmen. Pada segmen AB, kekuatan punca adalah malar dengan  $m=2$  per unit panjang. Jika kedudukan AB dan panel CD seperti yang ditunjukkan dalam Gambarajah 4.2, kirakan halaju teraruh pada titik tengah CD pada arah normal akibat punca dari panel AB.

*Other Panel method use a source as it's singularities which distributed over the segment. At particular segment AB the strength of sources is constant with  $m=2$  /unit of length. If the position of AB and other panel CD with the coordinate as shown in the Fig. 4.2. Find the induced velocity at mid point of CD in the normal direction of it due to source from panel AB.*

(6 markah/marks)



Gambarajah 4.2 (Figure 4.2)



5. (a) Terangkan mekanisma pembentukan vortek hujung belakang pada sayap terhingga.

*Explain the mechanism of creation tip trailing vortex over a finite wing.*

**(2 markah/marks)**

- (b) Nyatakan mengapa pengkali angkat pada sayap terhingga adalah lebih rendah berbanding seksen airfoil yang sama

*Explain why the lift coefficient for a finite wing is less than the lift coefficient of its own airfoil section.*

**(2 markah/marks)**

- (c) Sebuah pesawat berjirim 14700 N terbang menjajap pada halaju 300 km/h dan ketinggian 3000 m. Luas permukaan sayapnya ialah  $17 \text{ m}^2$  dan nisbah bidang ialah 6.2. Andaikan pengkali angkat adalah berfungsi secara linear dengan sudut serangan dan  $\alpha_{l=0} = -1.2$ . Jika pengagihan daya berbentuk elip, Kirakan

*Consider the airplane that weight 14700 N and cruises in level of flight 300 km/h at altitude of 3000 m. The wing has surface area of  $17 \text{ m}^2$  and an aspect ratio of 6.2. Assume that the lift coefficient is a linear function of the angle of attacks that  $\alpha_{l=0} = -1.2$ . If the load distribution is elliptic. Calculate :*

- (i) Nilai edaran pada satah semetri  $[\Gamma_0]$  dan landa bawah.

*The value of circulation in the plane of symmetry  $[\Gamma_0]$  and down wash.*

**(4 markah/marks)**

- (ii) Pengkali seretan teraruh

*The induced drag coefficient*

**(4 markah/marks)**

- (iii) Sudut Serangan geometrik

*The geometric angle of attack*

**(4 markah/marks)**

- (iv) Sudut serangan berkesan pada satah semetri.

*The effective angle of attack at symmetrical plane.*

**(4 markah/marks)**

6. (a) Terangkan mengapa teori "line" tidak mencukupi untuk menyelesaikan masalah aliran pada sayap tersapu.

*Explain why in the line theory is not adequate for solving a swept wing flow problem.*

**(3 markah/marks)**

- (b) Dengan ringkas terangkan asas kaedah "vortek lattice"

*Describe briefly the basic idea of vortex lattice method.*

**(4 markah/marks)**

- (c) Terangkan mengapa ciri-ciri aerodinamik seksen airfoil sayap tidak memerlukan kaedah "Vortex lattice".

*Explain why aerodynamics characteristic of the airfoil wing section would not be required in the Vortex lattice method*

**(5 markah/marks)**

- (d) Diberikan satu segmen terhingga sebuah filamen vortek AB dalam koordinat Cartesian xyz dengan kekuatan  $\Gamma = 3$  unit. Koordinat titik-titik A ialah (3,2,6) dan B ialah (10,1,1). Arah vektor vortek adalah selari dengan garisan AB. Carikan komponen halaju teraruh akibat filamen vortek ini di satu titik kawalan P (6,4,3).

*Given a finite segment of vortex filament AB in the coordinate Cartesian xyz with strength  $\Gamma = 3$  unit. The coordinate of point A (3,2,6), B(10,1,1). The vector direction of vortex is parallel with line AB. Find those three component induced velocity due to this vortex filament at a control point P (6,4,3).*

**(8 markah/marks)**

7. (a) Terangkan mengapa pada permasalahan No. Reynolds yang tinggi, penyelesaian aliran upaya dijangka akan hampir dengan hasil ujikaji.

*Explain why for a high Reynolds number flows problem, the potential flow solution can be expected to close to the experimental result.*

**(2 markah/marks)**

- (b) Jelaskan apa yang dimaksudkan dengan sebutan Laminar, Gelora, Aliran terpisah.

*Describe what by means with the laminar, turbulent and separation flow.*

**(2 markah/marks)**

- (c) Dalam keadaan aliran terpisah, terangkan mengapa lapisan sempadan gelora adalah lebih stabil berbanding lapisan sempadan laminar.

*In respect to separation flow, explain why the turbulent boundary layer more stable compared with laminar boundary layer.*

**(2 markah/marks)**

- (d) Diberikan plat-leper dalam aliran likat seragam pada susut serangan sifar. Halaju aliran bebas mendatang ialah  $U_{\infty} = 40 \frac{\text{m}}{\text{sec}}$ . Jika panjang plat ialah 2 m dan titik peralihan dikenal pasti berlaku pada 0.9 m dari hujung hadapan. Kelikatan udara ialah  $\mu = 1.71 \cdot 10^{-5} \frac{\text{kg}}{\text{m sec}}$  dan ketumpatannya ialah  $\rho = 1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$ .

*Given flat-plate in uniform viscous flow at zero angle of attack. The incoming free stream velocity  $U_{\infty} = 40 \frac{\text{m}}{\text{sec}}$ . If the length of flat plate is 2 m and it had been identified that the transition point occurred at 0.9 m from the leading edge. Let viscosity of air  $\mu = 1.71 \cdot 10^{-5} \frac{\text{kg}}{\text{m sec}}$  and air density  $\rho = 1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$*

Kirakan/Calculate:

- (i) Anjakkan ketebalan dan momentum ketebalan pada titik peralihan  
*The displacement thickness and momentum thickness at transition point.*  
(2 markah/marks)
- (ii) Kedudukan di mana lapisan sempadan gelora bermula.  
*The position of where the turbulent boundary layer is assumed to start.*  
(4 markah/marks)
- (iii) Pengkali seretan kulit dan ketebalan lapisan sempadan di hujung belakang.  
*Find the local coefficient skin friction and the boundary layer thickness at trailing edge.*  
(4 markah/marks)
- (iv) Seretan kulit di sepanjang plat dengan mengandaikan pada daerah peralihan, seretan kulit setempat adalah purata seretan kulit akibat laminar dan akibat bahagian gelora.  
*Total skin friction along flat plate with assumption that at the transition region, the local skin friction is the average of skin friction due to laminar and due to turbulent part.*  
(4 markah/marks)